

САМОЛЕТ

УТБ-2



vk.com/aviarestorermonino

ОБОРОНГИЗ 1949

TOE OF E. M. M. MORNOUL

Приложение к ж 10499

УПРАВЛЕНИЕ ГЛАВНОКОМАНДУЮЩЕГО ВОЕННО-ВОЗДУШНЫМИ СИЛАМИ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ СОЮЗА ССР

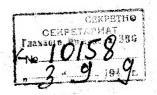
УКАЗАНИЕ № 857/7с—УТБ-2 Главного инженера ВВС ВС СССР 10 декабря 1948 г.

О введении в действие технического описания самолета УТБ-2, книга первая

Настоящее техническое описание самолета УТБ-2 (книга первая) принять к руководству в частях ВВС ВС СССР

Главный инженер ВВС ВС СССР генерал-полковник ИАС *МАРКОВ*

Зам. начальника УТЭ ВВС ВС СССР инженер-полковник РОМАШКИН



Утверждаю:

Главный конструктор

Сухой

2 июля 1948 г.



Экз. № 336

Согласовано: Главный инженер 10-го Главного управления МАП Загайнов

31 июля 1948 г.

САМОЛЕТ УТБ-2

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА ПЕРВАЯ

(ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ)

Книгу первую технического описания составили: А. Г. Гольбер, В. И. Ревенков и Г. А. Хитрин

> Ответственный редактор Д. П. Солоухин

1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА

Двухмоторный учебно-тренировочный бомбардировщик УТБ-2 конструкции П. О. Сухого, построенный по типу серийного самолета Ту-2, представляет собой цельнометаллический свободнонесущий моноплан с высоко расположенным крылом.

Хвостовое оперение — свободнонесущее двухки-

левое (фиг. 1 - 3).

Левая половина руля высоты, правый руль поворота и правый элерон снабжены триммерами с дистанционным электрическим управлением. Для облегчения взлета и уменьшения посадочной скорости на крыле поставлены щитки-закрылки типа Шренк с гидравлическим управлением.

Самолет имеет убирающееся в полете шасси и хвостовое колесо. На самолете установлены моторы АШ-21 воздушного охлаждения и винты ВИШ-111В-38.

Экипаж самолета в составе трех человек назначается в зависимости от варианта самолета из следующих лиц (фиг. 4):

а) при пилотском вывозном варианте в носовой части фюзеляжа с левой стороны сидит пилот-ученик, рядом с ним справа — пилот-инструктор, а сзади — радист или штурман;

б) при штурманском варианте (для отработки боевого применения) в носовой части фюзеляжа, с левой стороны, сидит пилот-инструктор, рядом с ним

справа—штурман-ученик, сзади — штурман-инструктор.

Штурман-ученик и штурман-инструктор могут в полете меняться местами.

Первый вариант расположения экипажа служит для обучения и тренировки пилотов; в этом случае оба пилота имеют полное управление самолетом и управление газом моторов.

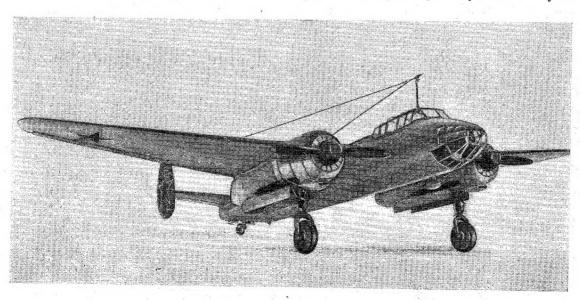
Второй вариант предназначен для обучения и тренировки штурманов. В этом случае правая колонка управления и ножные педали, смонтированные на легкосъемном мостике, снимаются.

При обучении стрельбе штурман проходит в хвостовую часть фюзеляжа, где расположена стрелковая установка. Сообщение с хвостовой частью обеспечивается просторным лазом, расположенным под центропланом.

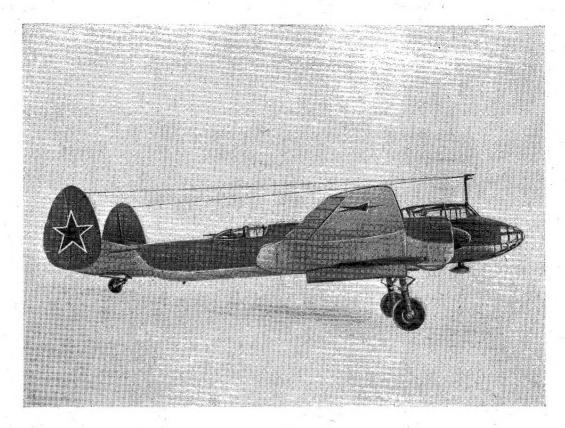
Технологически самолет делится на отдельные агрегаты, габариты которых позволяют транспорти-

ровать их по железной дороге (фиг. 5).

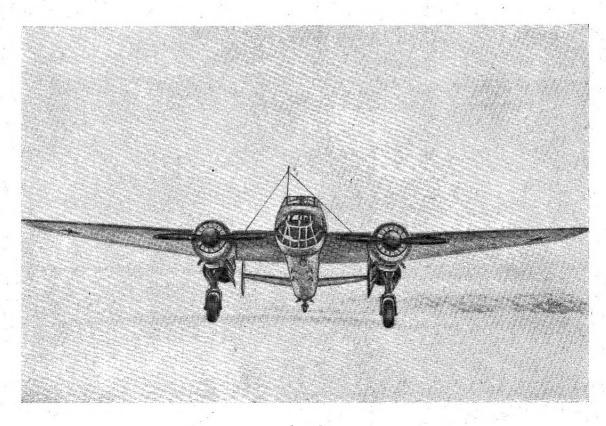
Самолет предназначен для обучения курсантов летчиков и штурманов в летных и штурманских школах ВВС, а также для тренировки летного состава строевых частей бомбардировочной авиации. Дополнительно самолет может быть использован для обучения пилотов и штурманов в школах ГВФ, а также для буксировки учебных конусов.



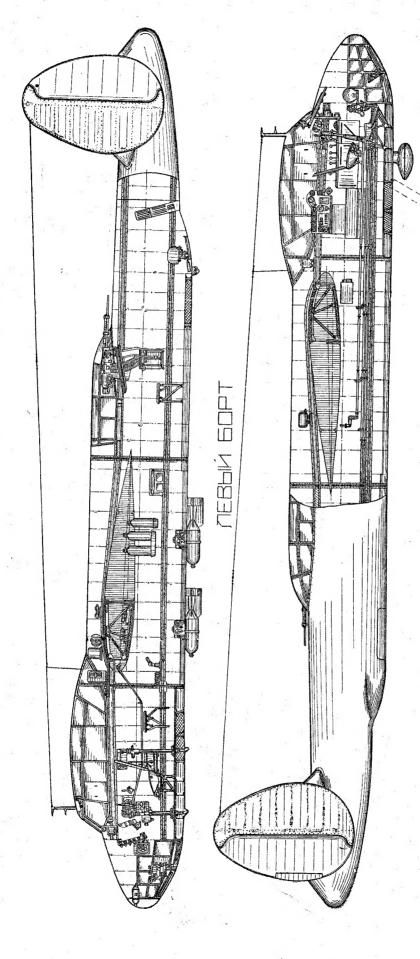
Фиг. 1



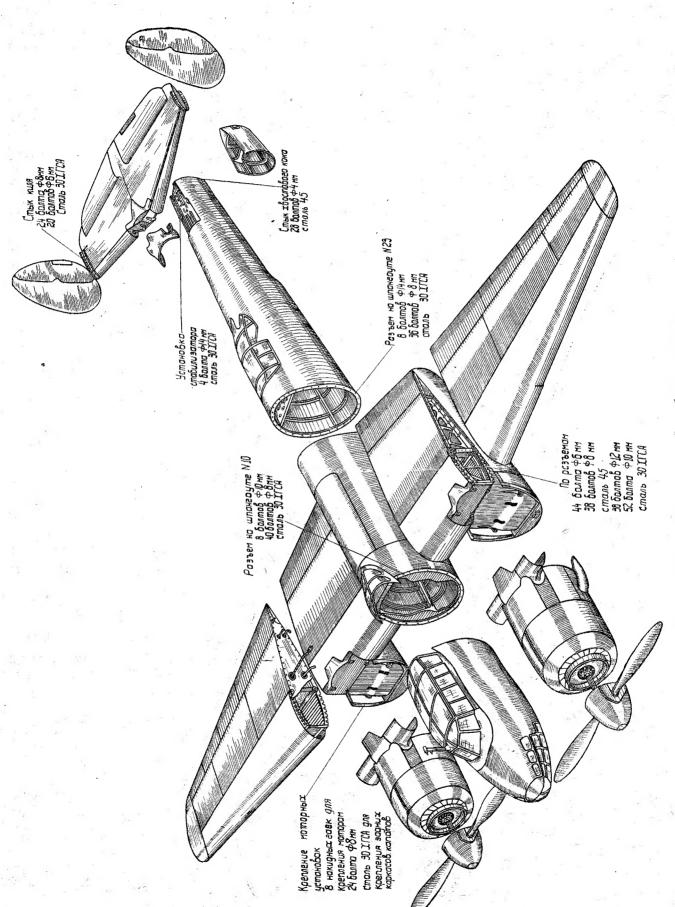
Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4. Схема расположения оборудования.



фиг. 5. Схема эксплоатационной разбивки самолета.

2. ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Приводимый ниже материал летно-тактических данных получен в результате летных испытаний самолета (см. Акт № 124 ГК НИИ ВВС).

На графиках фиг. 6 показаны длина и время разбега при различных режимах работы моторов и

различном полетном весе $G_{\mathfrak{n}}$.

Щитки во всех случаях отклонены на угол 15—18°. При одинаковом полетном весе $G_{\rm n}=6640~\kappa z$ и одинаковых оборотах $n=2300~{\rm of/мин}$ длина разбега при $p_{\rm k}=930~{\rm mm}$ рт. ст. меньше длины разбега при $p_{\rm k}=850~{\rm mm}$ рт. ст. на 35 м. Время разбега соответственно меньше на 0,7 сек. Длина разбега самолета весом $G=6400~\kappa z$ ($p_{\rm k}=930~{\rm mm}$ рт. ст.) равна $420~{\rm m}$; время разбега — 19,8 сек.

На той же фиг. 6 даны длина и время пробега для $G=6400~\kappa z$ при посадке с применением поса-

дочных щитков и тормозов.

Взлетно-посадочные свойства самолета сведены в табл. 1.

Максимальные скорости при горизонтальном полете

На фиг. 7 приведены кривые максимальных горизонтальных скоростей и значений наддува по высотам.

Максимальные скорости по высотам при горизонтальном полете с учетом скоростного напора сведены в табл. 2.

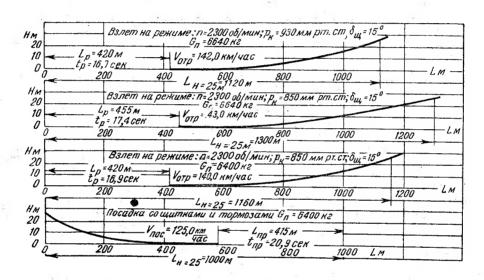
Скороподъемность

На фиг. 8 изображены кривые скороподъемности, времени набора высоты, скорости набора по прибору и p_{κ} при наборе.

Практический потолок для самолета весом $G = 6640 \ \kappa z$ равен $7000 \ m$; время для подъема на

потолок 42,5 мин.

Скороподъемность, время набора высоты, скорость набора по прибору и p_{κ} при наборе высоты сведены в табл. 3.



Фиг. 6. Графики взлетно-посадочных свойств самолета.

Взлетные свойства

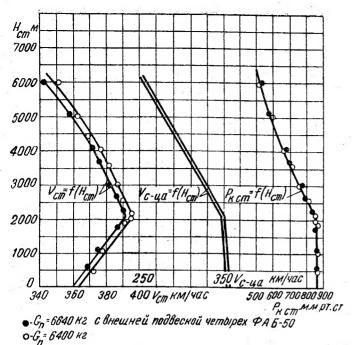
Таблица 1

Отклонение щитков [градусы]	П оле тный вес G_{Π} [кг]	Обороты мотора п [об/мин]	Давление наддува <i>P_k</i> [мм рт. ст.]	Длина разбега L _p [м]	Время разбега t _p [сек.]	Скорость отрыва - V _{отр} [км/час]	Длина вэлетной дистанции до набора высоты $H=25$ м $L_{H=25}$ [M]
15	6640 6640	2300 2300	9 30 850	420 455	16,7	142 143	1120
15 15	6400	2300	850	420	17,4 16,9	140	1300 1160

Посадочные свойства (с применением тормозов)

Отклонение щитков [градусы]	Полетный вес $G_{\rm n}$ [кг]	Длина пробега	Время пробега	Посадочная скорость $V_{ m noc} = [\kappa m / vac]$	Длина посадочной дистанции с высоты $H=25$ м до остановки [м]
45	6400	415	20,9	125	1000

Примечание. Взлетные и посадочные данные приведены для бетонированной дорожки и для стандартных атмосферных условий, при отсутствии ветра.



Фиг. 7. График максимальной горизонтальной скорости и значений наддува по высотам (все величины приведены к стандартным условиям).

Таблица 2 Максимальные скорости при горизонтальном полете

Высота полета [м]	от наддува и весе (в выпанте) 6400 к ном р п = 2300 об	зависимости при полетном возном вари-г и нормальежиме бумин — const	от наддува весе для о вого приме (четыре Ф жи) и норма n = 2300 с	в зависимости при полетном гработки бое- нения 6640 кг АБ-50 снару- льном режиме б/мин — const
	V [км/час]	p_k [MM pt.ct.]	$V[\kappa M/4ac]$	p_k [мм рт.ст.]
0	364	£60	.360	860
1000	378	860	374	860
2100*	395 1	860	391	860
3000	387	760	382	760
4000	377	670	372	670
5000	365	590	360	590
6000	349	520	344	520
				,

^{*} Граница высотности (с учетом скоростного напора).

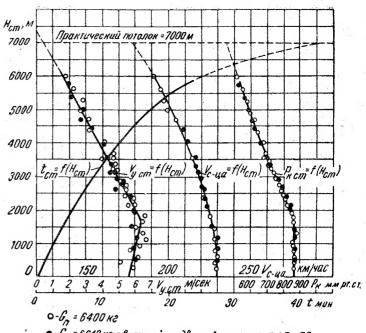
Примечание. Максимальные скорости замерялись при нахождении боковых створок капотов моторов в положении по потоку. Стрелковое вооружение при замере максимальных скоростей находилось в походном положении.

Устойчивость и управляемость самолета

Устойчивость и управляемость самолета получены при различных центровках и различных режимах работы моторов. Балансировочные кривые, характеризующие устойчивость и управляемость самолета, снимались как с убранными шасси и щитками, так и с выпущенными.

На фиг. 9, 10, 11 и 12 даны балансировочные кривые $\delta_{\rm B} = f(V)$ и $P_{\rm B} = f(V)$ (угол отклонения штурвала и усилия на штурвале в зависимости от скорости полета).

На фиг. 13 показана зависимость потребного отклонения руля высоты на посадке (в момент касания земли) от центровки самолета.



•- Gn=6640 кг свнешней подвесной четырех ФАБ-50

Фиг. 8. График скороподъемности и значений наддува по высотам (все величины приведены к стандартным условиям).

. Таблица З

Данные скороподъемности

		приме	ля от работки нения 2300 об/мин =	
Высота [м]	Вертикаль- ная скорость V _{у ст} [м/сек]	Время набора высоты t [мин.]	Скорость набора по прибору (самописцу) Vy с-ца [км/час]	Давление наддува <i>P_k</i> [мм рт. ст.]
0	5,7	0	229	860
1000	6,1	2,75	229	860
1700*	6,3	4,37	226	860
2000	6,0	5,35	224	830
3000	4,9	8,5	219	750
4000	3,8	12,5	211	670
500 0	2,7	17,5	202	590
6000	1,6	25,2	191	520
7000	0,5	42,5	177	450

^{*} Граница высотности.

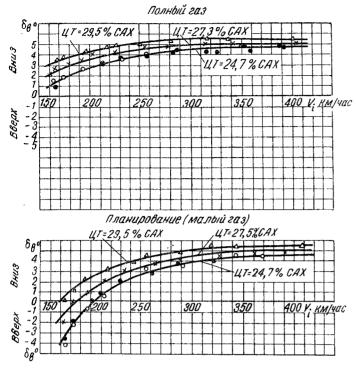
Примечания. 1. Стрелковое вооружение находилось в походном положении.

2. Скороподъемность замерялась при полностью открытых боковых створках капотов моторов.

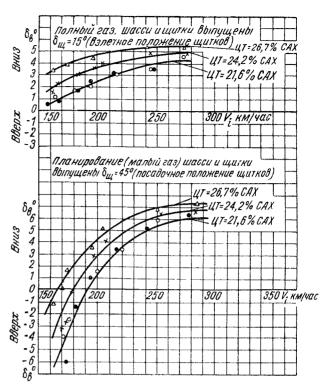
3. Вертикальная скорость при полетном весе (в вывозном варианте) $G = 6400 \ \kappa z$ практически такая же, как при полетном весе $G = 6640 \ \kappa z$.

На основании приведенного материала составлена таблица нейтральных центровок в зависимости от режима полета (см. табл. 4).

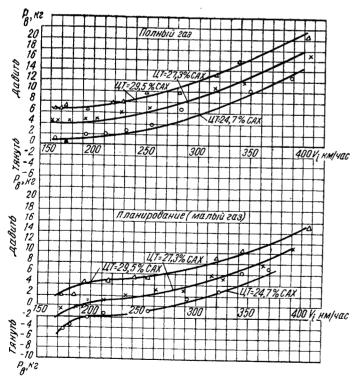
Исходя из условий эксплоатационных центровок самолета, можно заключить, что при предельно задней центровке (с убранным шасси), равной 25,6% САХ, и предельно передней центровке (с выпущенным шасси), равной 20,7% САХ (см. центровку самолета), запас устойчивости самолета на всех режи-



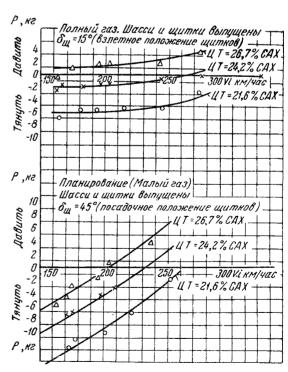
Фиг. 9. Балансировочные кривые углов отклонения руля высоты $\delta_{\rm B} = f\left(V_i\right)$ (шасси и щитки убраны).



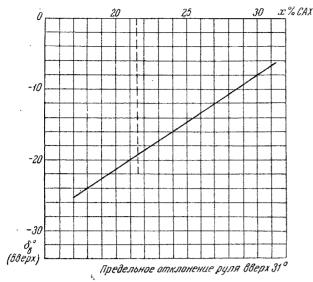
Фиг. 11. Балансировочные кривые углов отклонения руля высоты $\delta_{_{\mathrm{B}}} = f\left(V_i\right)$ при выпущенных шасси и щитках.



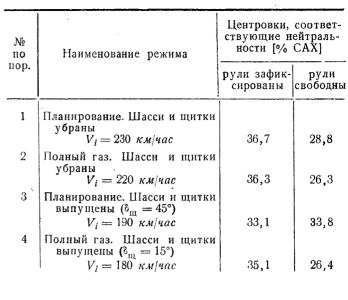
Фиг. 10. Балансировочные кривые усилий на ручке управления $P_{\rm B}=f\left(V_i\right)$ (шасси и щитки убраны).

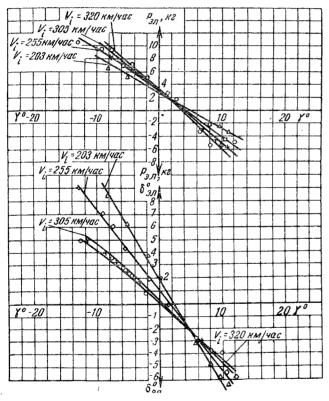


Фиг. 12. Балансировочные кривые усилий на ручку управления $P_{\rm B}=f(V_i)$ при выпущенных шасси и щитках.

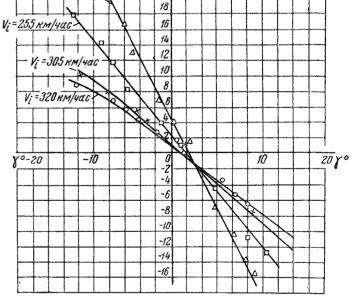


Фиг. 13. Углы отклонения руля высоты на посадке (в момент касания земли) в зависимости от центровки самолета.





Фиг. 14. Балансировочные кривые усилий на штурвале от элеронов и углы отклонения элеронов по углам крена.



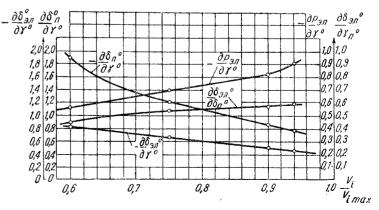
V; = 203 KM/400

Фиг. 15. Балансировочные кривые отклонений руля поворота по углам крена.

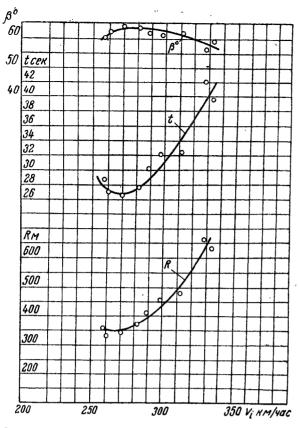
мах полета эксплоатационных центровок достаточен, и рулей на посадку даже при предельно передней центровке (20,7% CAX) достаточно. Однако в соответствии с актом № 124 ГК НИИ ВВС предельно передняя центровка рекомендуется 21,5% CAX.

На фиг. 14, 15 и 16 приведены балансировочные кривые поперечной, путевой и боковой управляемости, которые свидетельствуют, что самолет вполне устойчив и управляем на всех режимах полета.

В заключение приводится таблица характеристик установившихся виражей на высоте 1000 м (см. табл. 5) и графики тех же величин (фиг. 17) в зависимости от скорости.



Фиг. 16. Коэфициенты боковой статической устойчивости.



Фиг. 17. График характеристик установившихся предельных виражей на высоте 1000~m.

Полет на одном моторе

С убранным шасси при полетном весе 6400 кг самолет допускает горизонтальный полет на одном моторе и при полностью затяжеленном винте (700—800 об/мин) задросселированного мотора позволяет

V _i [км/час]	Время выполнения одного витка <i>t</i> [сек.]	Радиус виража <i>R</i> [м]	Угол крена β [град ус ы]
260	28,0	350	61.0
270	27,0	. 350	62,5
280	27,2	360	63,0
290	28,5	390	62,5
300	30,7	430	62,5
310	33,3	485	61,0
320	36,2	550	59,5
	•		

производить набор высоты и развороты как в сторону работающего, так и в сторону неработающего мотора.

Горизонтальный полет на одном работающем моторе возможен на высоте $3000 \ m$ на скорости 170— $180 \ \kappa m/час$ по прибору.

Техника пилотирования самолета при одном работающем моторе проста: самолет легко удерживается ногами в прямолинейном полете, нагрузки на педали при этом невелики и могут быть полностью сняты при помощи триммеров.

Наивыгойнейшая скорость полета на одном моторе с выпущенным шасси $190 - 195 \, \kappa m/чаc$ по прибору; при этом на высоте $1000 \, m$ самолет медленно снижается (за 5 мин. полета теряет $50 \, m$ высоты).

На высоте 500~m самолет летит без снижения и позволяет производить развороты на работающий мотор с креном $7-10^\circ$ на скорости $195~\kappa m/час$ по прибору. Нагрузка с педали при этом триммером руля поворота полностью не снимается.

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

В дополнение к графикам фиг. 6—17, характеризующим летные качества самолета, на фиг. 18—21

Су

1,0

С_x=f(Cy)

С_y=f(Cy)

С_y=f(Cy)

Суманс²1,40

О О О,05 О,10 С_x

О 10 Суманс V Макс

— На режиме V Макс

— На режиме V Мак высоты

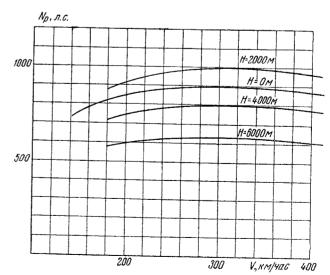
Фиг. 18. Поляра самолета с моторами АШ-21 для горизонтального полета (без наружной подвески бомб).

приводятся основные данные аэродинамического расчета самолета, включающие:

а) поляру самолета (фиг. 18);

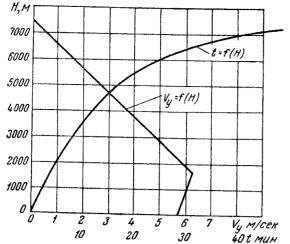
б) кривые располагаемых мощностей (фиг. 19);

в) барограмму скороподъемности самолета (фиг. 20) при $G=6640~\kappa c$;



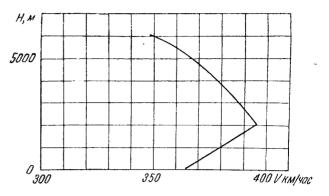
Фиг. 19. Кривые располагаемых мощностей для разных высот (с учетом скоростного наддува).

г) кривые максимальных скоростей по высотам (фиг. 21).



Фиг. 20. Барограмма скороподъемности самолета при G=6640 кг и кривая времени набора высоты.

Из фиг. 21 видно, что максимальная скорость $V_{\rm max}$ имеет наибольшее значение 395 $\kappa m/{\rm ч}ac$ на высоте 2100 m.



Фиг. 21. Кривая максимальных скоростей по высотам (без наружной подвески бомб).

4. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Геометрические данные	Весовые данные
Размах крыла 18,86 м Длина самолета 13,985 " Высота самолета на стоянке 4,45 в Площадь крыла 48,8 м² Удлинение крыла 7,3	Вариант Вывозной отработки вариант боевого применения
Площадь горизонтального оперения 8,72 м² Площадь вертикального оперения 5,67 площадь вертикального оперения 5,67 площадь элеронов 3,03 площадь щитков-закрылков 5,38 Ширина колеи шасси 5,4 Размер главных колес 900 × 300 Размер хвостового колеса 470 × 210 Диаметр винта (двухлопастный) 3,4 м	Полетный вес
Моторы	VIORE IN IO HORSE
Количество моторов 2 Тип мотора	Удельные нагрузки Нагрузка на 1 M^2 крыла
Высотность моторов	Летные данные
Баки Бензобаки № 4 емкостью 2×220 л Бензобаки № 5 емкостью 2×120 . Общая емкость бензобаков 680 . Маслобаки емкостью 2×43 . Гидравлический бачок емкостью $1 \times 15,6$ "	Максимальная скорость на высоте 2100 м 391 км/час Максимальная скорость у земли 360 Время подъема на высоту 3000 м 8,5 мин. Практический потолок 7000 м Дальность полета на скорости 240 км/час на высоте 2000 м 940 км Длина разбега на форсированной мощности 420 м Посадочная скорость 125 км/час

5. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Основным видом вооружения самолета является бомбардировочное вооружение с прицелами для ведения дневного и ночного бомбометания.

Бомбардировочное вооружение самолета обеспечивает бомбометание при горизонтальном полете и

при пикировании.

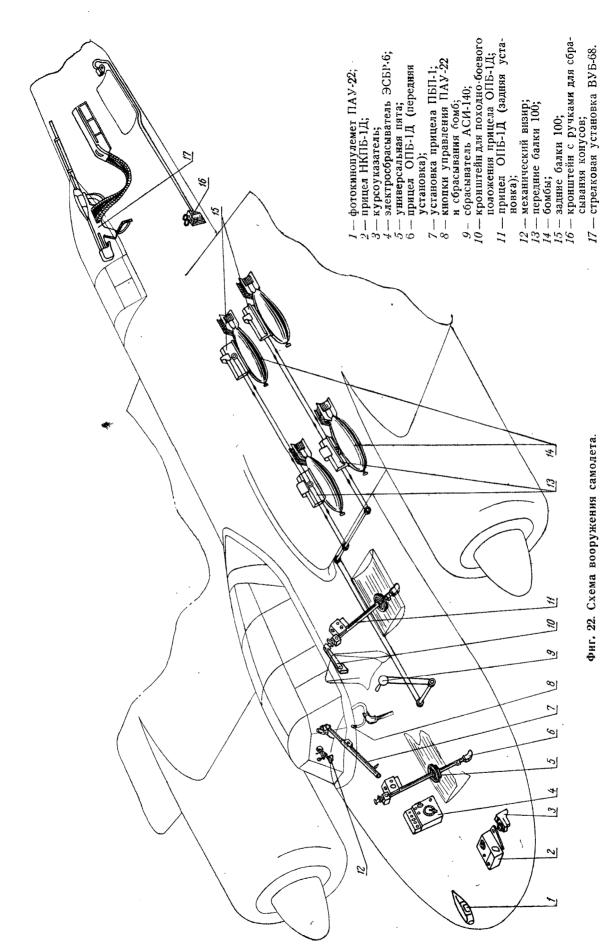
Вооружение самолета состоит из четырех бомбодержателей под замок ДЗ-40, смонтированных в центральной части фюзеляжа; прицелов НКПБ-1Д, ОПБ-1Д и ПБП-1 для бомбометания; верхней стрелковой установки ВУБ-68, расположенной в хвостовой части фюзеляжа; установки для буксировки конусов и установки фотокинопулеметов ПАУ-22 для контроля выполнения задания и ведения учебной стрельбы (фиг. 22).

Конструкция бомбодержателей предусматривает

подвеску бомб калибром до 100 кг.

Управление бомбодержателями — электропиротехническое — от ЭСБР-6 и механическое — от АСИ-140.

Подробное описание вооружения самолета дано во второй книге технического описания.



Фиг. 22. Схема вооружения самолета.

6. ВЕСОВАЯ СВОДКА САМОЛЕТА

Таблица б

	Bec [ke]			Bec [κ2]		
Нанменование	для вывозного варианта	для варианта отработки боевого применения	Наименование	для вывозного варианта	для варианта отработки боевого применения	
Вес пустого самолета	5516,0	5477,0	Шасси	452,9	452,9	
-	3538,1	3499,1	Хвостовое колесо	44,0	44,0	
I. Конструкция	1518,1	1518,1	Кок винта	19,0	19,0	
II. Силовая установка	459,8	459,8	Капот мотора	156,8	156,8	
III. Оборудование	930,0	1209,0	Рама шасси	46,9	46,9	
Полная нагрузка	87,0	155,8	Моторама	37,5	37,5	
IV. Снаряжение	1	270,0	Дополнительная окраска	40,0	40,0	
V. Экипаж	270,0	573,0	Неучтенные детали	11,1	11,1	
VI. Топливо и масло	573,0	1 '	II. Силовая установка	1518,1	1518,1	
VII. Eoenpunacu	-	210,2	Моторы с маслом	1012,0	1012,0	
Полетный вес	6446,0	6686,0	Винты	240,0	240,0	
I. Конструкция	3538,1	3499,1	Выхлопные коллекторы	31,5	31,5	
Центроплан	751,9	751,9	_	12,3	12,3	
Отъемные части крыла	592,6	592,6	Всасывающие патрубки	36,9	36,9	
Стыковка и окраска	17,4	17,4	Управление моторами	4,5	4,5	
Носовая часть фюзеляжа	159,0	159,0	Управление Р-7	21,9	21,9	
Средняя часть фюзеляжа	186,6	186,6	Воздушная система	13,2	13,2	
Передний фонарь	70,0	70,0	Система заливки	10,2	10,2	
Хвостовая часть фюзеляжа	243,6	243,6	Маслобаки с креплением и кон- тейнером	27,0	27,0	
Задний фонарь	34,0	34,0	Маслорадиатор с креплением	25,0	25,0	
Хвостовой кок	8,0	8,0	Масло в радиаторах		8,0	
Окраска фюзеляжа	15,0	15,0	-	17,2	17,2	
Стабилизатор	71,2	71,2	Маслопровод и арматура	25,7	25,7	
Руль высоты	45,8	45,8	Бензопровод и арматура Бензобак № 4	22,5	22,5	
Киль	37,5	37,5	} }	17,4	17,4	
Руль поворота	25,7	25,7	Бензобак № 5	3,0	3,0	
Зализы, обтекатели, окраска	10,3	10,3	Масло в системе	459,8	459,8	
Управление в передней кабине.	48,0	48,0	III. Оборудование	88,6	88,6	
Мост управления второго пилота	39,0		А. Боевое оборудование	49,5	49,5	
Установка моста второго пилота		13,0	Верхняя задняя установка	1	10,7	
Управление в средней части фюзеляжа	15,4	15,4	Бомбардировочное оборудование Приспособление для подъема	10,7		
Управление в хвостовой части			бомб	2,0	2,0	
фюзеляжа	11,0	11,0	Управление держателями	3,4	3,4	
Управление в отъемных частях	15.0	15.0	Установка прицела НКПБ-1Д		3,6	
крыла	15,3	15,3	Установка пяты прицела ОПБ-1Д	2,2	2,2	
Управление в центроплане	8,4	8,4	Установка прицела ОПБ-1Д	1,2	1,2	
Управление в оперении	10,0	10,0	(походное положение)		3,7	
Управление стопором		2,6	Установка прицела ПБП-1	2,0	2,0	
Управление щитками	19,3	19,3	Установка пяты прицела ОПБ-1Д	1	2,7	
Гидравлическое оборудование передней кабины	37,0	37,0	Конусная установка (без конусов) Прицел ПБП-1		1,8	
Гидравлическое оборудование	51.0	51.0	Патронный рукав	4,8	4,8	
центроплана	51,0	51,0	Мешок для гильз и звеньев	1,0	1,0	
Гидравлическое оборудование хвостовой части фюзеляжа	7,0	7,0	Б. Спецоборудование	371,2	371,2	
Гидравлическое оборудование силовой установки	14,0	14,0	Приборные доски пилотов (без индикатора РВ-2)	19,3	19,3	
3		170,3	Приборная доска штурмана		2,1	
Обтекатель шасси	170,0	170,0	riphoophan Moona mrjpmana	1		

-	Bec [kz]			Bec [kr]	
Наименование	для вывозного варианта	для варианта отработки боевого применения	Наименование	для вывозного варианта	для варианта отработки боевого применения
Панель манометров	1,5	1,5	Установка передатчика РСИ-6,		
Установка компаса А-4 у при-			приемника УС-3 и передат-	2,1	2,1
цела		1,6	Кабели установки РСИ-6	3,3	3,3
Установка компаса А-4 у штур-	1,6	1,6	Установка РВ-2	1,0	1,0
мана]	.,*	Индикатор PB-2 с креплением на		
метра	2,8	2,8	приборной доске	2,0	2,0
Проводка АНО передней кабины	4,0	4,0	Установка фотокинопулемета	0,5	0,5
Проводка АНО по левому носку	2,8	2,8	ПАУ-22	5,0	5,0
Проводка АНО по правому носку	1,2	1,2	Датчик ПДК-44 с креплением.	0,7	0,7
Проводка АНО в мотоустановке	9,0	9,0	Часы АВР и АЧХО	0,7	
Установка антенной стойки	2,7	2,7	Шторки в носовой части фюзе- ляжа	4,0.	4,0
Манипуляционный пульт	1,0	1,0	Установка ночного освещения .	5,0	5,0
Антенна	0,8	0,8	IV. Снаряжение	87,0	155,8
Кабели рации	6,0	6,0	Приемник РПКО-2Б	11,2	11,2
Рамка и установка РПКО-2Б		7,2	Умформер РУ-11А к РПКО-2Б.	3,2	3,2
Кабели РПКО-2Б	7,3	7,3	Радиопередатчик РСБ-Збис АД .	15,0	15,0
Агрегаты РПКО-26 на доске			Радиоприемник УС	5,2	5,2
штурмана		5,7	Передатчик РСИ-6	3,5	3,5
Генератор ГС-1500	1	28,8	Приемник РСИ-6	5,0	5,0
Установка аккумулятора	1	31,0	Умформер РУ-11А (к приемни-		
Электрооборудование кабины пи-		58,5	ку УС)	3,3	3,3
лота Электрооборудование центро-	00,0	00,0	Умформер РУН-300 (к передат-	9,0	9,0
плана	75,0	75,0	чику)		j 3,0
Электрооборудование левой кон-			Умформер РУ-11А (к приемнику РСИ-6)	2,0	2,0
соли	6,1	6,1	Умформер РУ-45А (к передат-		
Электрооборудование правой кон-	2,7	2,7	чику РСИ-6)	3,3	3,3
Электрооборудование левой мо-	2,:		Кислородные баллоны (3 шт.)	24,0	24,0
тогондолы	5,3	5,3	Ракетница с ракетами	2,3	2,3
Электрооборудование правой мо-			Пулемет УБТ		21,4
тогондолы	1	5,3	Прицел ОПБ-1Д		13,5
Электрооборудование оперения.	-	1,0	Фотокинопулеметы (2 шт.)	_	6,6
Металлизация и прочее	1	2,5	Прицел НКПБ-1Д	ł	11,0
Кислородный прибор пилота	1	2,05	Фотоаппарат АФА-ИМ		14,0
Кислородный прибор штурмана.	1	2,05	Бортовой визир АБ-52		2,3
Кислородный прибор радиста		2,05	V. Экипаж	I	270,0
Кислородная проводка	1	7,85	- Пилот с парашютом	90,0	. 90,0
Кресло пилота	1	8,6	Штурман с парашютом	90,0	90,0
Кресло штурмана		8,6	Радист с парашютом	90,0	90,0
Кресло радиста	1	4,3	VI. Топливо и масло	573,0	573,0
Кресло стрелка		3,0	Топливо в баке № 4	312,0	312,0
Командный прибор АФА	1	1,6	Топливо в баке № 5	191,0	191,0
Установка АФА-ИМ с УН-1	1	3,2	Масло		70,0
СПУ	1	. 5,5	VII. Eoenpunacu		210,2
Установка приемника РСИ-6, усилителя и умформера		6,1	Патроны 60 шт		10,2
	U,I	0,1	Бомбы передние	traine .	100,0
*	1.	,*	Бомбы задние	_	100,0

				1 8	облица 7
Наименование агрегатов и нагрузки	Рх [кгм]	х от второго лонжерона [м]	P [#2]	у от строи- тельной гори- зонтали фюзе- ляжа [м]	Ру [кгм]
І. Конструкция					
шасси выпущено	1562,3		3538,1		-113,5
то же, шасси убрано	2109,7		3538,1		421,4
Центроплан	-27,1	-0,036	751,9	0,29	218,0
Отъемные части крыла	81,8	0,138	592,6	0,49	290,4
Стыковка и окраска	7,0	0,400	17,4	0,39	6,8
Носовая часть фюзеляжа	-453,2	2,85	159,0	-0,20	-31,8
Средняя часть фюзеляжа	57,8	0,31	186,6	0,12	-22,4
Передний фонарь	-168,0	-2,40	70,0	0,79	55,3
Хвостовая часть фюзеляжа	1179,0	4,84	243,6	-0,11	26,8
Задний фонарь	115,6	3,40	34,0	0,61	20,7
Хвостовой кок	66,4	8,30	8,0	-0,0 2	-0,2
Окраска фюзеляжа	6,0	0,40	15,0	0	0
Стабилизатор	534,0	7,5	71,2	0,44	31,3
Руль высоты	368,7	8,05	45,8	0,40	18,3
Киль	285,0	7,6	37, 5	0,74	27,8
Руль поворота	206,0	8,04	25,7	0,70 .	18,0
Зализы, обтекатели, окраска	79,4	7,71	10,3	0,37	3,8
Управление в передней кабине	-144,0	—3,00	48,0	-0,16	-7,7
Мост управления второго пилота	-136,5	-3,5	39,0	-0,42	-16,4
Установка моста второго пилота	-45,5	-3,5	13,0	-0,42	-5.4
Управление в средней части фюзеляжа	8,5	0,55	15,4	-0,19	-2,9
Управление в хвостовой части фюзеляжа	57,1	5,19	11,0	-0,14	-1,5
Управление в отъемных частях крыла	13,9	0,91	15,3	0,43	6,6
Управление в центроплане	11,1	1,32	8,4	0,22	1,8
Управление в оперении	72,2	7,22	10,0	0,55	5,5
Управление стопором	-1,9	-0,73	2,6	0,11	0,3
Управление щитками	29,7	1,54	19,3	0,20	3,9
Гидравлическое оборудование передней кабины	-111,0	-3,00	37,0	0,02	0,7
Гидравлическое оборудование хвостовой части фюзеляжа	30,8	. 4,40	7,0	-0,23	-1,6
Гидравлическое оборудование центроплана	-3,1	-0,06	51,0	0,20	10,2
Гидравлическое оборудование силовой установки	-31,2	-2,23	14,0	-0,15	-2,1
Обтекатель шасси. ,	44,3	0,26	170,3	0,39	-66,4
Шасси в убранном положении	131,3	0,29	452,9	-0,16	-72,5
Хвостовое колесо (убрано)	321,2	7,30	44,0	-0,15	-6,6
Шасси (выпущено)	-412,1	-0,91	(452,9)	1,31	593,3
Хвостовое колесо (выпущено)	317,2	7,21	(44)	-0,47	20,7
Кок винта	-46,9	-2,47	19,0	-0,13	-2,5
Капот мотора	-297,9	-1,9	156,8	0,13	-20,4
Рама шасси	37,1	0,79	46,9	-0,14	-6,6
Моторама	52,5	-1,40	37,5	-0,08	-3,0
Дополнительная окраска	-14,0	0,35	40,0	-0,03	-1,2
Неучтенные детали	-27,8	-2,50	11,1	0	0
II. Силовая установка	2884,2		1518,1		-166,4
Моторы с маслом	-1973,4	-1,95	1012,0	-0,13	-131,6
Винты	-592,8	-2,47	240,0	-0,13	-31,2
Выхлопные коллекторы	52,0	1,65	31,5	-0,18	-5,7
Всасывающие патрубки	-24,0	-1,95	12,3	-0,08	-1,0
Управление моторами	-55,4	-1,50	36,9	0,09	3,3

Наименование агрегатов и нагрузки	Рх [кгм]	х от второго лонжерона [м]	Р [кг]	у от строи- тельной гори- зонтали фюзе- ляжа [м]	Ру [кгм]
Управление Р-7	-10,6	-2,35	4,5	0,30	1,4
Воздушная система	-4,8	-0,22	21,9	-0,21	-4,6
Система заливки	-26,4	-2.00	13,2	-0,03	-0,4
Маслобаки с креплением и контровкой	-29,7	-1,10	27,0	0,32	8,6
Маслорадиатор с креплением	-42,5	—1,70	25,0	0,73	-18,3
Масло в радиаторах	-13,6	-1,70	8,0	-0,73	-5,8
Маслопровод и арматура	-25,8	-1,50	17,2	0,05	0,9
Бензопровод и арматура	-12,9	-0,50	25,7	0,14	3,6
Бензобак № 4	-9,2	-0,41	22,5	0,33	7,4
Бензобак № 5	-6,6	-0,38	17,4	0,45	7,8
Масло в системе	-4,5	—1, 5	3,0	-0,25	-0,8
III. Оборудование	-290,9		459,8	ŕ	23,5
А. Боевое оборудование	171,8		88,6		14,9
Верхняя задняя установка	192,1	3,88	49,5	0.46	22,8
Бомбардировочное оборудование	-2,9	-0,27·	10,7	0,46 0,65	-7,0
Приспособление для подъема бомб	7,8	3,88	2,0	0,45	0,9
Управление держателями	_7, 7	-2,25	3,4	-0,45 0,50	-1,7
Установка прицела НКПБ-1Д	-15,3	-2,25 $-4,25$	3,6	0,50 ^ _0,42	-1,5
Установка пяты прицела ОПБ-1Д	—7, 3	-3,33	$\frac{3,0}{2,2}$	· .	-1,3
Установка прицела ОПБ-1Д (походное положение)	-4 ,0	-3,33	1,2	-0,60	-0,4
Установка прицела ПБП-1	-12,6	-3,4	3,7	-0,31	2,4
Установка пяты прицела ОПБ-1Д	12,0 4,5	-3,4 $-2,26$	2,0	0,65	-1,2
Конусная установка (без конусов)	9,8	3,62	2,7	-0 ,60	—1, 5
Прицел ПБП-1	-6,1	-3,4	1,8	-0,56	1,2
Патронный рукав	18,6	3,88	4,8	0,65	2,2
Мешок для гильз и звеньев	3,9	3,88	1,0	0,45 0	0
Б. Спецоборудование	-462,7	0,00	371,2	U	8,6
Приборные доски пилота (без индикатора РВ-2)	-67,6	-3,5	19,3	0.49	8,1
Приборная доска штурмана	-4,0	—1,9	2,1	0,42 0,50	1,1
Панель манометров	— 5,6	-3,70	1,5	0,11	0,2
Установка компаса А-4 у прицела		_4,18	1,6	-0.38	-0,6
Установка компаса А-4 у штурмана		-2,60	1,6	0,10	-0,2
Проводка бензо- и масломанометра		-2,40	2,8	0	0
Проводка АНО передней кабины		-2,88	4,0	<u>-0,10</u>	-0,4
Проводка по левому носку	-2,4	0,85	2,8	_0,10 _0,24	-0,7
Проводка по правому носку	-1,1	_0,90	1,2	0,20	0,2
Проводка в мотоустановке	-15,2	-1,69	9,0	-0,09	-0,8
Установка антенной стойки	-8,6	-3,20	2,7	1,12	3,0
Манипуляционный пульт	-1.8	-1,75	1,0	0,27	0,3
Антенна	2,3	2,87	0,8	1,13	0,9
Кабели рации	6,0	-1,00	6,0	0	0
Рамка и установка РПКО-2	-21.6	-3,0	7,2	_0,90	-6,5
Кабели РПКО-2	-14,6	2,0	7 , 3	-0,10	_0,7
Агрегаты РПКО-2 на доске штурмана	-12,7	-2,23	5,7	0,50	2,9
Генератор ГС-1500	-41,8	-1,45	28,8	-0,31	8,9
Установка аккумулятора	54,3	1,75	31,0	-0,31	-7,1
Электрооборудование кабины пилота	—146 ,3	-2,50	58,5	0	0
Электрооборудование центроплана	-21,0	-0,2 8	75,0	0,14	10,5
Электрооборудование левой консоли	1,9	0,31	6,1	0,43	2,6
Электрооборудование правой консоли	0, 9	0,33	2,7	0,40	1,1
Электрооборудование левой мотогондолы	-6,3	·· —1,19	5,3	0	0

Центровка вывозного варианта К весу пустого самолета добавляется: —28,6 87,0 С наряжение —28,6 87,0 Приемник РПКО-2Б —9,1 —0,81 11,2 —0,05 Умформер РУ-11А и РПКО-2Б —1,3 —0,40 3,2 0,15 Радиопередатчик РСБ-36ис АД —18,5 —1,23 15,0 0,55 Радиоприемник УС —6,4 —1,23 5,2 0,48 Передатчик РСИ-6 —4,3 —1,23 3,5 0,72 Приемник РСИ-6 —4,9 —0,97 5,0 0,31 Умформер РУН-300 (к передатчику) —3,6 —0,40 9,0 0,15 Умформер РУ-11A (к приемнику УС) —1,3 —0,40 3,3 0,15	[кгм]
Завектрооборудование оперения 7,9 7,87 1,0 0,43	0
Металлизация и прочее .−0,5 −0,20 2,5 −0,05 Кислородный прибор пилота .−5,1 −2,50 2,05 0,25 Кислородный прибор ралиста .−3,5 −1,70 2,05 −0,15 Кислородный прибор ралиста .−3,5 −1,70 2,05 −0,20 Кислородная проводка .−19,6 −2,5 7,85 0 Кресло пилота .−24,9 −2,89 8,6 −0,08 Кресло пилуриана .−24,9 −2,89 8,6 −0,08 Кресло радиста .−7,8 −1,81 4,3 −0,30 Кресло радиста .−7,8 −1,81 4,3 −0,30 Кресло радиста .−7,8 −1,31 4,3 −0,30 Кресло радиста .−7,0 −3,5 −2,0 −3,5 −2,0	0,4
Кислородный прибор пилота	-0,1
Кислородный прибор разлета −6,2 −3,00 2,05 −0,15 Кислородный прибор разлета −3,5 −1,70 2,05 −0,20 Кислородная проводка −19,6 −2,5 7,85 0 Кресло пилота −24,9 −2,89 8,6 −0,08 Кресло разлиста −7,8 −1,81 4,3 −0,30 Кресло разлисто −7,8 −1,81 4,3 −0,30 Кресло задиего стрелка 9,4 3,12 3,0 −0,88 Командный прибор АФА −5,3 −3,3 1,6 −0,10 Установка АФА-ИМ с УН-1 17,8 5,57 3,2 −0,65 СПУ −7,2 −1,30 5,5 0 Установка преманика РСИ-6, усилителя и умформера СПУ −5,9 −0,97 6,1 0,25 Установка прератчика РСИ-6, усилителя и умформера СПО −2,6 −1,23 2,1 0,40 Установка прератчика РСИ-6, усилителя и умформера РСН-6 −3,3 −1,00 3,3 0,30 Установка РСИ-6, усилителя и умформера РК-1-6	0,5
Кислороднай прибор радиста	-0,30
Кресло пилота —24,9 —2,89 8,6 —0,08 Кресло питурмана —24,9 —2,89 8,6 —0,08 Кресло радиста —7,8 —1,81 4,3 —0,30 Кресло задиего стрема 9,4 3,12 3,0 —0,38 Командный прибор АФА —5,3 —3,3 1,6 —0,10 Установка АФА-ИМ с УН-1 17,8 5,57 3,2 —0,65 СПУ —7,2 —1,30 5,5 0 Установка приемника РСИ-6, усилителя и умформера СПУ —7,2 —1,30 5,5 0 Установка прерадатчика РСИ-6, прнеминка УС-3, передатчика РСВ-6 —2,6 —1,23 2,1 0,40 Кабели установки РВ-2 —1,1 1,1 1,1 1,0 0,40 Установка РВ-2 —1 —2,6 —1,23 2,1 0,40 Индикатор РВ-2 и рр. на приборной доске —7,0 —3,5 2,0 0,42 Установка фотокинопулемета ПАУ-22 —2,3 —4,64 0,5 0,68 Датчик ПДК-	-0,40
Кресло штурмана −24,9 −2,89 8,6 −0,08 Кресло радиста −7,8 −1,81 4,3 −0,30 Кресло задиего стрелка 9,4 3,12 3,0 −0,38 Командный прибор АФА −5,3 −3,3 1,6 −0,10 Установка АФА-ИМ с УН-1 17,8 5,57 3,2 −0,65 СПУ −7,2 −1,30 5,5 0 Установка приемника РСИ-6, усилителя и умформера СПУ −7,2 −1,30 5,5 0 Установка передатчика РСИ-6, усилителя и умформера СПУ −5,9 −0,97 6,1 0,25 Установка передатчика РСИ-6, приемника УС-3, передатчика РСИ-6 −3,3 −1,00 3,3 0,30 Установка передатчика РСИ-6 −3,3 −1,00 3,3 0,30 Установка РСИ-6 −3,3 −1,00 3,3 0,30 Установка РСИ-6 −3,3 −1,00 3,3 0,30 Установка РСИ-6 −2,0 −3,5 2,0 0,42 Установка фотокинопулемта ПАУ-22 −3,3	0
Кресло радиста —7,8 —1,81 4,3 —0,30 Кресло заднего стрелка 9,4 3,12 3,0 —0,38 Командный прибор АФА —5,3 —3,3 1,6 —0,10 Установка АФА-ИМ с УН-1 —17,8 5,57 3,2 —0,65 СПУ —7,2 —1,30 5,5 0 Установка приемника РСИ-6, усилителя и умформер СПУ —7,2 —1,30 5,5 0 Установка предатчика РСИ-6, усилителя и умформер СПУ —5,9 —0,97 6,1 0,25 Установка передатчика РСИ-6, приемника УС-3, передатчика РСИ-6 —2,6 —1,23 2,1 0,40 Кабели установки РСИ-6 —3,3 —1,00 3,3 0,30 0,30 Установка редатчика РСИ-6 —3,3 —1,00 3,3 0,30 0,40 Индикатор РВ-2 и пр. на приборной доске —7,0 —3,5 2,0 0,42 0,44 Установка фотокинопулемета ПАУ-22 —2,3 —4,64 0,5 0,08 0,08 Датик ПДК-41 с креплением 1,4 0,28	<u>-0,7</u>
Кресло заднего стрелка	-0,7
Командный прибор АФА	-1,3
Установка АФА-ИМ с УН-1 17,8 5,57 3,2 -0,65 СПУ -7,2 -1,30 5,5 0 Установка приемника РСИ-6, усилителя и умформера СПУ -5,9 -0,97 6,1 0,25 Установка передатчика РСИ-6, приемника УС-3, передатчика РСБ -2,6 -1,23 2,1 0,40 Кабели установки РСИ-6 -3,3 -1,00 3,3 0,30 Установка РВ-2 1,1 1,11 1,0 0,40 Индикатор РВ-2 и пр. на приборной доске -7,0 -3,5 2,0 0,42 Установка фотокинопулемета ПАУ-22 -2,3 -4,64 0,5 0,08 Датчик ПДК-44 с креплением 1,4 0,28 5,0 0,50 Часы АВР и АЧХО -2,0 -2,8 0,7 0,5 Шторки в носовой части фюзеляжа -9,6 -2,4 4,0 0,79 Установка ночного освещения -10,0 -2,0 5,0 -0,50 Пустой самолет, шасси выпущено, 24,6% (CAX -1612,8 -0,293 5516,0 -0,06 Умформер РУ-	—1, 1
Установка АФА-ИМ с УН-1 17,8 5,57 3,2 -0,65 СПУ -7,2 -1,30 5,5 0 Установка приемника РСИ-6, усилителя и умформера СПУ -5,9 -0,97 6,1 0,25 Установка передатчика РСИ-6, приемника УС-3, передатчика РСБ -2,6 -1,23 2,1 0,40 Кабели установки РСИ-6 -3,3 -1,00 3,3 0,30 Установка РВ-2 1,1 1,11 1,0 0,40 Индикатор РВ-2 и пр. на приборной доске -7,0 -3,5 2,0 0,42 Установка фотокинопулемета ПАУ-22 -2,3 -4,64 0,5 0,08 Датчик ПДК-44 с креплением 1,4 0,28 5,0 0,50 Часы АВР и АЧХО -2,0 -2,8 0,7 0,5 Шторки в носовой части фюзеляжа -9,6 -2,4 4,0 0,79 Установка ночного освещения -10,0 -2,0 5,0 -0,50 Пустой самолет, шасси выпущено, 24,6% (CAX -1612,8 -0,293 5516,0 -0,06 Умформер РУ-	-0,20
Установка приемника РСИ-6, усилителя и умформера СПУ —5,9 —0,97 6,1 0,25 Установка передатчика РСВ . —2,6 —1,23 2,1 0,40 Кабели установки РСИ-6 —3,3 —1,00 3,3 0,30 Установка РВ-2 —1,1 1,1 1,1 1,0 0,40 Индикатор РВ-2 и пр. на приборной доске —7,0 —3,5 2,0 0,42 Установка фотокинопулемета ПАУ-22 —2,3 —4,64 0,5 0,08 Датчик ПДК-44 с креплением 1,4 0,28 5,0 0,50 Часы АВР и АЧХО —2,0 —2,8 0,7 0,5 Шторки в носовой части фюзеляжа —9,6 —2,4 4,0 0,79 Установка ночного освещения —10,0 —2,0 5,0 —0,50 Пустой самолет, шасси выпущено, 24,6% САХ —1612,8 —0,293 5516,0 —0,06 Умформер РУ-11A и РПКО-2Б —9,1 —0,81 11,2 —0,05 Умформер РУ-11A и РПКО-2Б —1,3 —0,40 3,2 0,15	-2,1
формера СПУ	0
Установка передатчика РСИ-6, приемника УС-3, передатчика РСБ	1,5
Кабели установки РСИ-6	
Установка РВ-2 1,1 1,1 1,1 1,0 0,40 Индикатор РВ-2 и пр. на приборной доске -7,0 -3,5 2,0 0,42 Установка фотокинопулемета ПАУ-22 -2,3 -4,64 0,5 0,08 Датчик ПДК-44 с креплением 1,4 0,28 5,0 0,50 Часы АВР и АЧХО -2,0 -2,8 0,7 0,5 Шторки в носовой части фюзеляжа -9,6 -2,4 4,0 0,79 Установка ночного освещения -10,0 -2,0 5,0 -0,50 Пустой самолет, шасси выпущено, 24,6% САХ -1612,8 -0,293 5516,0 -0,046 Центровка вывозного варианта К вссу пустого самолета добавляется: -28,6 87,0 С н а р я ж с н и е -28,6 87,0 Приемник РПКО-2Б -9,1 -0,81 11,2 -0,05 Умформер РУ-11A и РПКО-2Б -1,3 -0,40 3,2 0,15 Раднопередатчик РСБ-36ис АД -1,23 5,2 0,48 Передатчик РСИ-6 -4,3 -1,23 3,5 0,72 Прие	0,8
Индикатор РВ-2 и пр. на приборной доске	1,0
Установка фотокинопулемета ПАУ-22	0,5
Датчик ПДК-44 с креплением 1,4 0,28 5,0 0,50 Часы АВР и АЧХО —2,0 —2,8 0,7 0,5 Шторки в носовой части фюзеляжа —9,6 —2,4 4,0 0,79 Установка ночного освещения —10,0 —2,0 5,0 —0,50 Пустой самолет, шасси выпущено, 24,6% САХ —1612,8 —0,293 5516,0 —0,046 Центровка вывозного варианта К весу пустого самолета добавляется: С наряжение —28,6 87,0 Приемник РПКО-2Б —9,1 —0,81 11,2 —0,05 Умформер РУ-11А и РПКО-2Б —1,3 —0,40 3,2 0,15 Радиоприемник РСБ-Збис АД —18,5 —1,23 15,0 0,55 Радиоприемник УС —6,4 —1,23 5,2 0,48 Передатчик РСИ-6 —4,3 —1,23 3,5 0,72 Приемник РСИ-6 —4,9 —0,97 5,0 0,31 Умформер РУН-300 (к передатчику) —3,6 —0,40 9,0 0,15 Умформер РУ-11A (к приемнику УС) —1,3 —0,40 3,3 <td>0,8</td>	0,8
Часы АВР и АЧХО —2,0 —2,8 0,7 0,5 Шторки в носовой части фюзеляжа —9,6 —2,4 4,0 0,79 Установка ночного освещения —10,0 —2,0 5,0 —0,50 Пустой самолет, шасси выпущено, 24,6% САХ —1612,8 —0,293 5516,0 —0,046 Центровка вывозного варианта К весу пустого самолета добавляется: С наряжение —28,6 87,0 Приемник РПКО-2Б —9,1 —0,81 11,2 —0,05 Умформер РУ-11А и РПКО-2Б —1,3 —0,40 3,2 0,15 Раднопередатчик РСБ-Збис АД —18,5 —1,23 15,0 0,55 Радноприемник УС —6,4 —1,23 5,2 0,48 Передатчик РСИ-6 —4,3 —1,23 3,5 0,72 Приемник РСИ-6 —4,9 —0,97 5,0 0,31 Умформер РУ-11А (к приемнику УС) —1,3 —0,40 3,3 0,15	
Шторки в носовой части фюзеляжа	2,5
Установка ночного освещения	0,4
Пустой самолет, шасси выпущено, 24,6% CAX. —1612,8 —0,293 5516,0 —0,046 — Центровка вывозного варианта К весу пустого самолета добавляется: С наряжение —28,6 87,0 Приемник РПКО-2Б —9,1 —0,81 11,2 —0,05 Умформер РУ-11А и РПКО-2Б —1,3 —0,40 3,2 0,15 Радиопередатчик РСБ-36ис АД —18,5 —1,23 15,0 0,55 Радиоприемник УС —6,4 —1,23 5,2 0,48 Передатчик РСИ-6 —4,3 —1,23 3,5 0,72 Приемник РСИ-6 —4,9 —0,97 5,0 0,31 Умформер РУН-300 (к передатчику) —3,6 —0,40 9,0 0,15 Умформер РУ-11А (к приемнику УС) —1,3 —0,40 3,3 0,15	3,2
Центровка вывозного варианта К весу пустого самолета добавляется: —28,6 87,0 С наряжение —9,1 —0,81 11,2 —0,05 Умформер РУ-11А и РПКО-2Б —1,3 —0,40 3,2 0,15 Радиопередатчик РСБ-3бис АД —18,5 —1,23 15,0 0,55 Радиоприемник УС —6,4 —1,23 5,2 0,48 Передатчик РСИ-6 —4,3 —1,23 3,5 0,72 Приемник РСИ-6 —4,9 —0,97 5,0 0,31 Умформер РУН-300 (к передатчику) —3,6 —0,40 9,0 0,15 Умформер РУ-11A (к приемнику УС) —1,3 —0,40 3,3 0,15	-2,5
К весу пустого самолета добавляется: С н а р я ж с н и е —9,1 —0,81 —1,2 —0,05 Умформер РУ-11А и РПКО-2Б —1,3 —0,40 3,2 0,15 Радиопередатчик РСБ-Збис АД —18,5 —1,23 15,0 0,55 Радиоприемник УС —6,4 —1,23 5,2 0,48 Передатчик РСИ-6 —4,3 —1,23 3,5 0,72 Приемник РСИ-6 —4,9 —0,97 5,0 0,31 Умформер РУН-300 (к передатчику) —3,6 —0,40 9,0 0,15 Умформер РУ-11А (к приемнику УС) —1,3 —0,40 3,3 0,15	256,4
Снаряжение -28,6 87,0 Приемник РПКО-2Б -9,1 -0,81 11,2 -0,05 Умформер РУ-11А и РПКО-2Б -1,3 -0,40 3,2 0,15 Раднопередатчик РСБ-Збис АД -18,5 -1,23 15,0 0,55 Радиоприемник УС -6,4 -1,23 5,2 0,48 Передатчик РСИ-6 -4,3 -1,23 3,5 0,72 Приемник РСИ-6 -4,9 -0,97 5,0 0,31 Умформер РУН-300 (к передатчику) -3,6 -0,40 9,0 0,15 Умформер РУ-11A (к приемнику УС) -1,3 -0,40 3,3 0,15	
Приемник РПКО-2Б	14.0
Умформер РУ-11A и РПКО-2Б —1,3 —0,40 3,2 0,15 Радиопередатчик РСБ-36ис АД —18,5 —1,23 15,0 0,55 Радиоприемник УС —6,4 —1,23 5,2 0,48 Передатчик РСИ-6 —4,3 —1,23 3,5 0,72 Приемник РСИ-6 —4,9 —0,97 5,0 0,31 Умформер РУН-300 (к передатчику) —3,6 —0,40 9,0 0,15 Умформер РУ-11A (к приемнику УС) —1,3 —0,40 3,3 0,15	14,9
Радиопередатчик РСБ-36ис АД	-0,6
Радиоприемник УС —6,4 —1,23 5,2 0,48 Передатчик РСИ-6 —4,3 —1,23 3,5 0,72 Приемник РСИ-6 —4,9 —0,97 5,0 0,31 Умформер РУН-300 (к передатчику) —3,6 —0,40 9,0 0,15 Умформер РУ-11A (к приемнику УС) —1,3 —0,40 3,3 0,15	0,5
Передатчик РСИ-6 —4,3 —1,23 3,5 0,72 Приемник РСИ-6 —4,9 —0,97 5,0 0,31 Умформер РУН-300 (к передатчику) —3,6 —0,40 9,0 0,15 Умформер РУ-11A (к приемнику УС) —1,3 —0,40 3,3 0,15	8,3
Приемник РСИ-6	2,5
Умформер РУН-300 (к передатчику) —3,6 —0,40 9,0 0,15 Умформер РУ-11А (к приемнику УС) —1,3 —0,40 3,3 0,15	2,5
Умформер РУ-11А (к приемнику УС) —1,3 —0,40 3,3 0,15	1,6
	1,4
	0,5
	0,3
Умформер РУ-45А (к передатчику РСИ-6) — 1,3 — 0,40 3,3 0,15	0,5
Кислородные баллоны (3 шт.)	-1,2
Ракетница с ракетами	-1,4
Экипаж —675,9 270,0	45,0
Пилот с парашютом	22,5
Штурман с парашютом	22,5
Радист с парашютом	0
Топливо и масло	211,4
Топливо в баке № 4	103,0
Топливо в баке № 5	86,0
Масло	22,4

Наименование агрегатов и нагрузки	Рх [кгм]	х от второго лонжерона [м]	Р [кг]	у от строи- тельной гори- зонтали фюзе- ляжа [м]	Ру [кгм]
Самолет без расходуемой нагрузки, шасси вы- пущено 21,0 % САХ	3				
пущено 21,0 0/0 САХ	-2317,3	-0,395	5873	-0,033	-196.5
То же, шасси убрано, 24,20/0 GAX	-1769,9	0,301	5873	-0,058	338.4
То же, с расходуемой нагрузкой, шасси выпу-	* *				
щено, 20,7% САХ	— 2594,8	-0.403	6446	0,002	14,9
То же, шасси убрано, 23,60/0 CAX	-2047,4	0,318	6446	0,085	549,8

Центровка самолета в варианте для отработки боевого применения

			-			
Исходный вариант	Центровка вывозного варианта					
Снять мост управления второго пилота	-136,5	—3, 50	39,0	_0,42	-16,4	
Поставить:						
Пулемет УБТ	83,0	3,88	21,4	0,45	9,6	
Прицел ОПБ-1Д	-26,5	-1,96	13,5	0,06	0,8	
Прицел НКПБ-1Д	-46 ,8	-4,25	11,0	-0,29	-3,2	
Фотокинопулеметы (2 шт.)	-30,6	-4,64	6,6	0,03	0,2	
Фотоаппарат АФА-ИМ	78,8	5,63	14,0	-0.48	-6,7	
Бортовой визир АБ-52	-6,9	-3,00	2,3	0	0	
	187,5		29,8		17,1	
Патроны (60 шт.)	40,8	4,00	10,2	0	0	
Бомбы передние	33,0	-0,33	100,0	0,93	- 93,0	
Бомбы задние	109,0	1,09	100,0	-0,93	93,0	
	-0.0		1			
	304,3		240		-168,9	
Самолет без расходуемой нагрузки, шасси вы-		*				
пущено, 22,20/0 САХ	-2129,8	-0,361	5903	-0,030	-179,4	
То же, шасси убрано, 25,5% CAX	-1582,4	-0,268	5903	-0,060	355,5	
То же, с расходуемой нагрузкой, шасси выпущено, 22,8% САХ	—2 290,5	—0,34 3	6686	-0,023	-154,0	
То же, шасси убрано, 25,6% CAX	-1743,1	-0,261	6686	0,057	380,9	
		A 400		ж.	•	

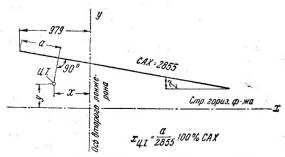
Определение положения центра тяжести самолета в процентах САХ (фиг. 23)

І. Пустой самолет, шасси выпущено

$$x = \frac{703}{2855} \cdot 100 = 24,6\% \text{ CAX}.$$

- II. Самолет в вывозном варианте
- 1. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено:

$$x = \frac{600}{2855} \cdot 100 = 21,0\%$$
 CAX.



Фиг. 23. Схема центровки самолета.

2. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси убрано:

$$x = \frac{691}{2855} \cdot 100 = 24.2\% \text{ CAX}.$$

3. Самолет с расходуемой нагрузкой шасси выпущено:

$$x = \frac{591}{2855} \cdot 100 = 20.7\%$$
 CAX.

4. Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси убрано

$$x = \frac{673}{2855} \cdot 100 = 23,6\% \text{ CAX}.$$

- III. Самолет в варианте для отработки боевого применения
- 1. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено

$$x = \frac{634}{2855} \cdot 100 = 22,2\% \text{ CAX.}$$

2. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси убрано

$$x = \frac{728}{2855} \cdot 100 = 25.5\% \text{ CAX}.$$

3. Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси выпущено

$$x = \frac{652}{2855} \cdot 100 = 22,8\% \text{ CAX.}$$

4. Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси убрано

$$x = \frac{731}{2855} \cdot 100 = 25.6\% \text{ CAX.}$$

Определение противокапотажных углов (фиг. 24)

Самолет в вывозном варианте

1. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено

$$x_{\text{IL. T.}} = -395 \text{ MM}$$
 $y_{\text{IL. T.}} = -33 \text{ ,}$
 $A = 2611,5 - 33,0 = 2578,5 \text{ MM}$
 $B = 1115 - 395 = 720 \text{ ,}$
 $d = 720 - 87 = 633 \text{ ,}$
 $l = 2578,5 - 9 = 2569,5 \text{ ,}$
 $tg \beta = \frac{633}{2569,5} = 0,24635$
 $\beta = 13°50'.$

Противокапотажный угол 13°50′ + 11°10′ = 25°

2. Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси выпущено

$$x_{\text{n. t.}} = -403 \text{ MM}$$
 $y_{\text{n. t.}} = 2$
,
 $A = 2611.5 + 2 = 2613.5 \text{ MM}$
 $B = 1115 - 403 = 712$
,
 $d = 712 - 87 = 625$
,
 $l = 2613.5 - 9 = 2604.5$
,
 $tg \beta = \frac{625}{2604.5} = 0.23996$
 $\beta = 13°30'$

Противокапотажный угол 13°30′ + 11°10′ = 24°40′.

Самолет в варианте для отработки . боевого применения

1. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено

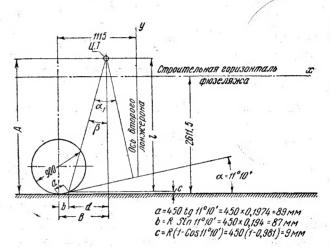
$$x_{\text{II. T.}} = -361 \text{ MM}$$
 $y_{\text{II. T.}} = -30 \text{ ,}$
 $A = 2611,5 - 30 = 2581,5 \text{ MM}$
 $B = 1115 - 361 = 754 \text{ ,}$
 $d = 754 - 87 = 667 \text{ MM}$
 $l = 2581,5 - 9 = 2572,5 \text{ MM}$
 $tg \beta = \frac{667}{2572,5} = 0,25928$
 $\beta = 14^{\circ}32'.$

Противокапотажный угол 14°32′ + 11°10′ = 25°42′.

2. Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси выпущено

$$x_{\text{II. T.}} = -343 \text{ MM}$$
 $y_{\text{II. T.}} = -23$
,
 $A = 2611.5 - 23 = 2588.5 \text{ MM}$
 $B = 1115 - 343 = 772$
,
 $d = 772 - 87 = 685$
,
 $l = 2588.5 - 9 = 2579.5$
,
 $tg \beta = \frac{685}{2579.5} = 0.26555$
 $\beta = 14^{\circ}52'.$

Противокапотажный угол 14°52′ + 11°10′ = 26°02′.



Фиг. 24. Схема определения противокапотажных углов.

Таблица 8

Варианты центровок и соответствующие им противокапотажные углы

	Наименование	Полетный вес [к2]	Центровка [% САХ]	Противока- потажный угол
	Пустой самолет, шасси выпущено	5516	24,6	
	Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено .	5873	21,0	25°
,Z;	То же, шасси убрано	5873	24,2	
Вывозной вариант	Самолет с расходуемой на- грузкой, шасси выпущено	6446	20,7	24° 40′
Вы	То же, шасси убрано	6446	23,6	
4 1	9			
готр: эго	Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено .	5903	22,2	25°42′
тт для о боевогс нения	То же, шасси убрано	5903	25,5	
Вариант для отра- ботки боевого применения	Самолет с расходуемой на- грузкой, шасси выпущено	6686	22,8	26° 02′
Вариан ботки приме	То же, шасси убрано	6686	25,6	

Для обеспечения предельно передней центровки, рекомендуемой НИИ ВВС (акт № 124), в нагрузку тоаппарат АФА-ИМ.

Таблица 9 Самолет в вывозном варианте с добавлением пулемета УБТ и фотоаппарата АФА-ИМ

Наименование	Bec [ĸɛ]	# EQ	Противо- капотаж- ный угол	Наименование	Вес [<i>кг</i>]	Пен- тровка сапота уканота уканота уканота уканота
Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено То же, шасси убрано	5908,4 5908,4	22,1 25,2	2 5° 38′	Самолет с расходуемой нагруз- кой, шасси выпущено То же, шасси убрано	6481,4 6481,4	21,6 25° 14 24,6

СОДЕРЖАНИЕ

					_	mp.
1.	Общая характеристика самолета		•		•	5
2.	Летно-тактические данные					9
3.	Аэродинамические данные			•1	•	13
4.	Основные данные самолета	•				14
5.	Вооружение самолета	•	٠			-
6.	Весовая сводка самолета		•		•	16
7.	Центровка самолета		•			18